УДК 629.78 : 681.51

СТАБИЛИЗАЦИЯ КОСМИЧЕСКОГО АППАРАТА С НЕСИММЕТРИЧНОЙ УПРУГОЙ КОНСТРУКЦИЕЙ НА ГЕОСТАЦИОНАРНОЙ ОРБИТЕ

© 2019 С.Е. Сомов^{1,2}, Т.Е. Сомова²

¹ Самарский федеральный исследовательский центр Российской академии наук ² Самарский государственный технический университет

Статья поступила в редакцию 10.10.2019

Анализируются подходы к исследованию первоочередных задач долговременной угловой стабилизации информационных спутников и космических роботов с несимметричной упругой конструкцией на геостационарной орбите.

Ключевые слова: космический аппарат, несимметричная упругая конструкция, геостационарная орбита, стабилизация.

DOI: 10.24411/1990-5378-2019-00048

Работа поддержана РФФИ, грант 17-08-01708.

ВВЕДЕНИЕ

Рассматривается космический аппарат (КА) с несимметричной упругой конструкцией на геостационарной орбите (ГСО), в частности геостационарный информационный спутник (связи, геодезии, землеобзора и др.) с крупногабаритными упругими навесными конструктивными элементами – антеннами, рефлекторами и панелями солнечных батарей (СБ), либо космический робот с несимметрично распределённой упругой полезной нагрузкой. В процессе движения такого КА с длительным сроком активного существования (САС) нормаль к плоскости панелей СБ направлена на Солнце, изменяются тензор инерции и масса КА за счет расхода топлива для удержания его на ГСО. В системе управления движением (СУД) космического аппарата применяются астроинерциальная система определения углового положения (СОУП) и аппаратура спутниковой навигации, кластер электромеханических исполнительных органов (ЭМИО) в виде двигателей-маховиков (ДМ) либо гиродинов (ГД), а также двигательная установка (ДУ) с широтно-импульсной модуляцией (ШИМ) тяги реактивных двигателей (РД), которая используется также для разгрузки кластера ЭМИО от накопленного кинетического момента (KM). Несимметричность конструкции КА приводит к существенному темпу накопления импульса

Сомов Сергей Евгеньевич, научный сотрудник отдела «Динамики и управления движением» СамНЦ РАН; научный сотрудник отдела «Навигации, наведения и управления движением» НИИ Проблем надежности механических систем СамГТУ. E-mail s_somov@mail.ru Сомова Татьяна Евгеньевна, научный сотрудник отдела «Навигации, наведения и управления движением» НИИ Проблем надежности механических систем СамГТУ. E-mail te_somova@mail.ru возмущающего момента из-за влияния сил солнечного давления (ССД), что создает проблемы разгрузки кластера ЭМИО от накопленного КМ и удержания КА на ГСО при длительном САС. Указанные проблемы управления движением КА изучаются [1], в том числе с выполнением экспериментов в космических условиях [2].

Если принять конструкцию КА в виде твердого тела, то при стандартных обозначениях модель динамики его пространственного движения имеет общеизвестный вид [3]

 $m \dot{\mathbf{v}} - \mathbf{L} \times \dot{\boldsymbol{\omega}} - \boldsymbol{\omega} \times (\mathbf{L} \times \boldsymbol{\omega}) = \mathbf{R};$ $\mathbf{L} \times \dot{\mathbf{v}} + \dot{\mathbf{K}} + \boldsymbol{\omega} \times \mathbf{K} = \mathbf{M},$ где m – масса КА; v – вектор скорости его по-

ступательного движения, $\dot{\mathbf{v}} = \mathbf{v}^* + \mathbf{\omega} \times \mathbf{v}$, где $\left(\cdot\right)^{*}$ – символ локальной производной по времени; $\mathbf{L} = m \mathbf{\rho}_{c}$ – вектор статического момента; вектор ρ_{c} представляет расположение центра масс С в связанной системы координат (ССК); $\mathbf{K} = \mathbf{J}\boldsymbol{\omega}$ – вектор КМ, \mathbf{R} и \mathbf{M} – главные векторы внешних сил и моментов, представленные в полюсе О ССК. Физически эти векторы формируются в отношении центра масс С, что учитывается при расчете векторов **R** и **M** относительно полюса О. С другой стороны, в силу технологических условий установки РД на корпусе КА ось действия суммарной тяги КДУ проходит точно через полюс О и при коррекции орбитального движения КА возникает возмущающий момент ДУ. При этом СУД обеспечивает стабилизацию требуемого углового движения спутника и в кластере ЭМИО с вектором КМ Н происходит накопление вектора суммарного КМ G = K + H механической системы, обусловленного всеми видами внешних возмущающих моментов.

Для геостационарных КА при разгрузке кластера ЭМИО от накопленного КМ и коррекции орбитального движения спутника иногда применяется ДУ на основе только электрореактивных двигателей (ЭРД). Одновременное создание внешних сил и моментов с помощью ЭРД является актуальной проблемой управления движением информационных спутников [4], для ее решения разработаны алгоритмы управления ДУ на основе восьми ЭРД с ШИМ их тяги [5,6]. Алгоритмы фильтрации измерений, полетной юстировки и калибровки астроинерциальной СОУП описаны в [7] – [9]. В статье представляются подходы к исследованию первоочередных задач: 1) анализ потребной области вариации КМ кластера ЭМИО для компенсации влияния ССД; 2) синтез цифрового управления кластером ЭМИО; 3) анализ динамики СУД в режиме угловой стабилизации при решении целевых задач.

МАТЕМАТИЧЕСКИЕ МОДЕЛИ

Вводятся инерциальная (ИСК), связанная (ССК) О*хуz* и орбитальная (ОСК) О*x*^o *y*^o *z*^o системы координат с началом в полюсе О, который совпадает с номинальным положением центра масс С КА. Положение ССК относительно ИСК определяется кватернионом Λ , относительно ОСК – вектором-столбцом $\phi = {\phi_1, \phi_2, \phi_3}$, составленном из углов рыскания $\phi_1 = \psi$, крена $\phi_2 = \phi$ и тангажа $\phi_3 = \theta$, которые используются в последовательности 132 при индексах осей i = 1,2,3. Далее применяются обозначения [·] – строка, {·} – столбец, (·)^t – символ транспонирования, [**a**×] – косо-симметричная матрица на основе вектора **a**.

Схема геостационарного информационного спутника с несимметричной конструкцией представлена на рис. 1, а схемы минимальноизбыточных кластеров ЭМИО на основе ДМ и ГД с областями вариации их нормированного КМ – на рис. 2 и рис. 3 соответственно.

Кинематические уравнение для кватерниона Λ имеет вид $\dot{\Lambda} = \Lambda \circ \omega/2$. Если $\Lambda^{p}(t)$ и $\omega^{p}(t)$ представляют закон наведения КА в ИСК, то кватернион погрешности $\mathbf{E}(t) \equiv (\mathbf{e}_{0}(t), \mathbf{e}(t)) = \widetilde{\Lambda}^{p}(t) \circ \Lambda(t)$, угловые погрешности определяются столбцом $\delta \mathbf{\Phi} = \{\delta \Phi_{i}\} = 2\mathbf{e}_{0}\mathbf{e}$ и матрицей $\mathbf{C}^{e} = \mathbf{I}_{3} - 2[\mathbf{e} \times]\mathbf{Q}_{e}^{t}$, где $\mathbf{Q}_{e} = \mathbf{I}_{3}\mathbf{e}_{0} + [\mathbf{e} \times]$, а вектор погрешности стабилизации скорости $\delta \omega(t) = \{\delta \omega_{i}\} = \omega(t) - \mathbf{C}^{e} \omega^{p}(t)$.

В ССК оси вращения четырёх ДМ в составе кластера по схеме *General Electric* (*GE*) располагаются на поверхности конуса с углом полу-раствора γ , рис. 2. Столбцы $\mathbf{H} = \{\mathbf{H}_i\}$ и $\mathbf{h} = \{\mathbf{h}_p\}$, $\mathbf{h}_p = J_r \Omega_p$, $p = 1 \div 4$ представляют векторы КМ кластера ДМ и отдельных четырех ДМ, которые связаны соотношением $\mathbf{H} = \mathbf{A}_{\gamma} \mathbf{h}$, где прямоугольная матрица \mathbf{A}_{γ} составлена из ортов осей вращения ДМ в ССК. Угловые скорости Ω_p и ускорения $\dot{\Omega}_p$ всех четырех ДМ с одинаковым моментом инерции J_r ограничены по модулю. Реактивный момент класте-



Рис. 1. Схема геостационарного спутника с несимметричной конструкцией



Рис. 2. Схема GE кластера ДМ

Рис. 3. Схема 2-SPE кластера ГД

ра ДМ $\mathbf{M}^r = -\mathbf{H}^* = -J_r \mathbf{A}_\gamma \dot{\mathbf{\Omega}}$ со столбцом $\dot{\mathbf{\Omega}} = \{\dot{\mathbf{\Omega}}_p\}$ угловых ускорений ДМ принимается в виде $\mathbf{M}^r = -\mathbf{A}_\gamma (\mathbf{m} - \mathbf{m}^f)$, где $\mathbf{m} = \{m_p\}$ и $\mathbf{m} = \{m_p^f\}$ – столбцы моментов управления и сухого трения по осям вращения ДМ.

Кластер четырех ГД с одинаковым модулем КМ h^g по схеме *Scissored Pair Ensemble* (2-*SPE*), рис. 3, имеет вектор КМ **H** (**β**) = {**H**_i} = $h^g \Sigma \mathbf{h}_p(\mathbf{\beta}_p)$, где $\mathbf{h}_p(\mathbf{\beta}_p)$, $p = 1 \div 4$, является ортом КМ p-го ГД и столбец $\mathbf{\beta} = {\{\mathbf{\beta}_p\}}$ составлен из углов поворота ГД относительно осей их подвеса на корпусе КА. Кластер ГД формирует управляющий момент $\mathbf{M}^g(\mathbf{\beta}, \dot{\mathbf{\beta}}) = -\mathbf{H}^* = -h^g \mathbf{A}_h(\mathbf{\beta}) \mathbf{u}^g; \dot{\mathbf{\beta}} = \mathbf{u}^g$, где матрица Якоби $\mathbf{A}_h(\mathbf{\beta}) = \partial \mathbf{h}/\partial \mathbf{\beta}$ и «управлением» считается вектор-столбец $\mathbf{u}^g = {\{u_p^g\}} c$ компонентами u_p^g командных скоростей поворота гирокожухов ГД, ограниченных по модулю.

Для исключения избыточности указанных кластеров ЭМИО применяются явные законы их настройки. Так, в [10] описан закон настройки кластера четырех ГД, гарантирующий отсутствие сингулярных состояний в «рабочей» части области вариации его КМ.

Модель пространственного движения КА с упругими подвижными элементами конструкции подробно представлена в [11,12], поэтому без детализации обозначений модель динамики КА приближенно принимается в векторно-матричном виде

$$\begin{bmatrix} \mathbf{m} \mathbf{I}_{3} & -[\mathbf{L}\times] & \mathbf{M}_{q} \\ [\mathbf{L}\times] & \mathbf{J} & \mathbf{D}_{q} \\ \mathbf{M}_{q}^{t} & \mathbf{D}_{q}^{t} & \mathbf{A}^{q} \end{bmatrix} \begin{bmatrix} \dot{\mathbf{v}} \\ \dot{\boldsymbol{\omega}} \\ \ddot{\mathbf{q}} \end{bmatrix}$$
$$= \begin{bmatrix} \boldsymbol{\omega} \times (\mathbf{L} \times \boldsymbol{\omega} - 2\dot{\mathbf{L}}) + \mathbf{R} \\ -\boldsymbol{\omega} \times \mathbf{G} + \mathbf{M}_{\omega}^{p} + \mathbf{M}^{c} + \mathbf{M} \\ -\mathbf{A}^{q} (\mathbf{V}_{q} \dot{\mathbf{q}} + \mathbf{W}_{q} \mathbf{q}) + \mathbf{M}_{q}^{p} \end{bmatrix} .$$
(1)

Здесь **q** – столбец упругих перемещений конструкции; **M**_q и **D**_q – матрицы влияния упругих перемещений на движение КА, **A**^q, **V**_q и **W**_q – матрицы обобщенных масс, демпфирования и нормированной жесткости конструкции КА; **G** = **K** + **H** + **D**_q**q**; **L** = **M**_q**q**; **M**^p_{ω} и **M**^p_q – векторы моментов, обусловленных угловым перемещением панелей СБ;

$$\mathbf{R} = \mathbf{R}^{gr} + \mathbf{R}^{s} + \mathbf{R}^{e}$$
и $\mathbf{M} = \mathbf{M}^{gr} + \mathbf{M}^{s} + \mathbf{M}^{e}$

представляют векторы внешних сил и моментов, обусловленных гравитационным (индекс gr) влиянием Земли, Луны и Солнца, влиянием ССД (индекс s) и работой ДУ на основе ЭРД (индекс e); вектор \mathbf{M}^c представляет управляющий момент ЭМИО, при этом $\mathbf{M}^c = \mathbf{M}^r$ для кластера четырех ДМ и $\mathbf{M}^c = \mathbf{M}^g$ для кластера четырех ГД.

ПОТРЕБНАЯ ОБЛАСТЬ ВАРИАЦИИ КМ КЛАСТЕРА ЭМИО

Силы солнечного давления являются основным внешним возмущением при движе-



Рис. 4. Момент и импульс момента ССД, три недели после весеннего равноденствия: отметка 0 суток соответствует времени 20.03.2019 12:00:00



Рис. 5. Момент и импульс момента ССД, три недели после зимнего солнцестояния: отметка 0 суток соответствует времени 21.12.2019 12:00:00

нии КА по ГСО. Для оценки потребной области вариации КМ кластера ЭМИО с компенсацией влияния ССД рассмотрим режим угловой стабилизации ССК спутника с несимметричной конструкцией (рис. 1) в ОСК, когда углы $\phi_i \equiv 0$. При этом предлагается с периодичностью порядка 1 недели выполнять разворот корпуса спутника на угол 180 градусов относительно оси Ох ССК, совпадающей в данном случае с осью Ox° ОСК. Будем считать заданными в ССК положение центра давления (1, -1.8, 0) м двух панелей СБ суммарной площадью 60 кв.м, нормаль к плоскости которых регулярно наводится на Солнце, и положение центра давления (-4.5, 5.4, 0) м рефлектора с диаметром 12 м, для простоты с одинаковыми отражающими свойствами его основной и тыльной сторон. Расчеты сил и моментов ССД выполнены на основе известной методики [13], результаты представлены на рис. 4 и рис. 5 для векторов момента ССД $\mathbf{M}^{s} = \{\mathbf{m}_{i}^{s}\}$ и импульса момента ССД $IM^s \equiv IM = \{im_i\}$ с модулем | IM |= im , когда указанный разворот выполняется с периодичностью 6.5 суток. В этих и последующих рисунках синий цвет связан с осью рыскания Ох, зеленый цвет – с осью крена Оу, а красный цвет – с осью тангажа Ог.

Анализ результатов для импульса момента только ССД позволяет оценить потребную об-

ласть вариации КМ кластера ЭМИО в виде шара радиусом 200 Нмс при выполнении указанных разворотов с периодичностью 6.5 суток. В целом потребная область вариации КМ ЭМИО оценивается шаром с радиусом 265 Нмс, что обеспечивается как кластером ДМ с максимальными значениями КМ 150 Нмс, так и кластером ГД с модулем КМ 150 Нмс. Требование к размерам потребной области вариации КМ ЭМИО можно уменьшить при выполнении разворотов корпуса КА с периодичностью ≈3 суток, если это допустимо для решения целевых задач спутника.

АЛГОРИТМЫ ЦИФРОВОГО УПРАВЛЕНИЯ КЛАСТЕРОМ ЭМИО

Измерение углового положения и вектора угловой скорости корпуса КА выполняется СОУП в моменты времени $t_s = s T_q$, $s \in N_0 \equiv [0,1,2,...)$ с периодом $T_q \leq T_u$, кратным периоду T_u цифрового управления кластером ЭМИО. В эти же моменты времени t_s измеряются координаты ЭМИО – векторы-столбцы угловых скоростей ДМ Ω_s либо углов поворота β_s ГД.

Для информационных спутников с симметричной упругой конструкцией хорошо зарекомендовал себя метод [11,12] формирования командного вектора \mathbf{M}_{k}^{c} , $k \in \mathbb{N}_{0}$ для кластера ЭМИО, который затем распределяется по явным аналитическим соотношениям для цифрового управления каждым ДМ либо ГД с периодом T_u . Здесь выполняется фильтрация значений векторов рассогласования $\mathbf{\varepsilon}_s = -\delta \mathbf{\phi}_s = -2\mathbf{e}_{0s} \mathbf{e}_s$, угловой скорости $\mathbf{\omega}_s$, координат ЭМИО $\mathbf{\Omega}_s$ либо $\mathbf{\beta}_s$, которые используются для получения оценок $\mathbf{H}_k^{\rm f}$, $\mathbf{G}_k^{\rm f} = \mathbf{J} \mathbf{\omega}_k^{\rm f} + \mathbf{H}_k^{\rm f}$ и затем при формировании вектора $\mathbf{M}_c^{\rm c}$, управления кластером ДМ

$$\mathbf{g}_{k+1} = \mathbf{B}\mathbf{g}_k + \mathbf{C}\mathbf{\varepsilon}_k^{\mathrm{f}}; \quad \widetilde{\mathbf{m}}_k = \mathbf{K}(\mathbf{g}_k + \mathbf{P}\mathbf{\varepsilon}_k^{\mathrm{f}});$$
$$\mathbf{M}_k^c = \mathbf{\omega}_k^{\mathrm{f}} \times \mathbf{G}_k^{\mathrm{f}} + \mathbf{J}(\mathbf{C}_k^{\mathrm{e}} \dot{\mathbf{\omega}}_k^p + [\mathbf{C}_k^{\mathrm{e}} \mathbf{\omega}_k^p \times] \mathbf{\omega}_k^{\mathrm{f}} + \widetilde{\mathbf{m}}_k),$$
(2)
где при обозначениях $d_u \equiv 2/T_u$

а = $(d_u \tau_1 - 1)/(d_u \tau_1 + 1)$ элементы диагональных матриц **В**, **Р** и **С** вычисляются в виде $a \equiv (d_u \tau_1 - 1)/(d_u \tau_1 + 1)$; $p \equiv (1 - b)/(1 - a)$; $c \equiv p(b - a)$ с настраиваемыми параметрами τ_1 , τ_2 и *k* в составе диагональной матрицы **К**.

Закон управления (2) является робастным и обеспечивает заданное качество переходных процессов для произвольного положения панелей СБ и допустимого значения накопленного КМ, а также слабую вариацию показателей качества при изменениях тензора инерции до ± 5 % и низших частот колебаний конструкции до ± 10% от номинальных значений. Однако в случае информационных спутников с несимметричной упругой конструкцией на ГСО этот закон допускает неприемлемое квазистатическое угловое рассогласование, что обусловлено существенными значениями момента ССД М^{*s*} с модулем ≈0.003 Нм. Для устранения этого недостатка закон управления (2) был модифицирован в двух аспектах:

1) на борту спутника на основе доступных измерений формируется оценка вектора момента ССД $\hat{\mathbf{M}}_{k}^{s}$ с периодом T_{u} , где по явным аналитическим соотношениям вычисляются расчетные моменты ССД от рефлектора, панелей СБ и корпуса КА с учетом возможного их взаимного затенения, и далее полученная оценка вектора $\hat{\mathbf{M}}_{k}^{s}$ добавляется с обратным знаком в правую часть последнего соотношения в (2), что обеспечивает прямую компенсация влияния возмущающего момента ССД с точностью порядка 10%;

2) при дискретном формировании управления дополнительно используется векторный дискретный изодром с единичным коэффициентом усиления и постоянной времени $\tau_0 > \tau_1$, что обеспечивает астатизм первого порядка относительно внешнего возмущающего момента в каждом канале стабилизации углового движения спутника.

АНАЛИЗ ДИНАМИКИ СУД В РЕЖИМЕ СТАБИЛИЗАЦИИ

Динамический анализ нелинейной непрерывно-дискретной модели СУД выполнен на основе компьютерной имитации средствами программной системы *SIRUIS-S* [14].

Анализировался режим угловой стабилизации информационного спутника с описанной выше несимметричной упругой конструкцией в ОСК при цифровом управлении как кластером четырех ДМ, так и кластером четырех ГД с периодом управления $T_u = 4$ с при периоде измерения $T_a = 1$ с.

На рис. 6 приведены переходные процессы в СУД при начальных условиях $\phi_i(0) = 60$ угл. сек и рассогласованиях по угловой скорости $\delta \omega_i(0) = 0$. При этом для каждого ДМ на основе алгоритмов [6] выполнялись текущая идентификация моментов сил сухого трения m_p^f с предельными значениями ± 0.002 Нм с получением оценок \hat{m}_p^f и алгоритмическая компенсация влияния этих моментов. На рис. 7 представлены погрешности стабилизации корпуса упругого КА по углам, рассогласования по угловым скоростям, а также погрешность $\delta m_1^f = m_1^f - \hat{m}_1^f$ идентификации момента m_1^f сил сухого трения по оси вращения первого ДМ в процессе изменения скорости его вращения в окрестности момента времени t = 410 с.

Рис. 8 и рис. 9 представляют погрешности угловой стабилизации КА в процессе завершения переходного процесса. Здесь следует обра-



Рис. 6. Переходные процессы в СУД при заданных начальных условиях



Рис. 7. Процессы при компенсации момента сил сухого трения в первом ДМ



Рис. 9. Угловые рассогласования в установившемся режиме угловой стабилизации спутника

тить особое внимание на переходный процесс по каналу тангажа (красный цвет), приведенный на рис. 9, где демонстрируется эффект компенсации гравитационного момента, вносимый дискретным изодромом с постоянной времени $\tau_0 = 8\tau_1$

ЗАКЛЮЧЕНИЕ

Кратко рассмотрены новые актуальные задачи исследования СУД информационного спутника с несимметричной конструкцией на ГСО. При 15-летней длительности потребного САС спутника и существенном влиянии внешнего возмущающего момента как от сил солнечного давления, так и гравитационных сил, первоочередная задача состояла в разработке рационального подхода, позволяющего исключить большие затраты рабочего тела ДУ для разгрузки кластера ЭМИО от накопленного кинетического момента.

В предложенном подходе для частичной компенсации влияния ССД предусмотрено выполнение разворота корпуса спутника на угол 180 градусов вокруг оси Ox ССК с периодичностью около 1 недели. Такой разворот необходимо выполнять в течение получаса с обеспечением слабого возбуждения упругих колебаний конструкции спутника и гладкого сопряжения краевых условий поворотного маневра по кватерниону ориентации, векторам угловой скорости и углового ускорения, а также по производной вектора углового ускорения в момент времени завершения поворотного маневра.

Получены оценки размеров потребной области вариации кинетического момента кластера ЭМИО, необходимых для поглощения возмущающих моментов как только от сил солнечного давления, так и с учетом влияния гравитационных сил. Полученные результаты послужили основанием для определения потребных значений кинетических моментов кластеров ЭМИО с применением как двигателей-маховиков, так и гиродинов.

Разработаны алгоритмы цифрового управления кластерами ЭМИО в классе комбинированных законов управления, где используются текущая оценка вектора возмущающего момента от сил солнечного давления и векторный дискретный изодром, который обеспечивает астатизм первого порядка относительно внешнего возмущающего момента. В случае использования кластера двигателей-маховиков применены дискретные алгоритмы идентификации и автоматической компенсации влияния моментов сил сухого трения по осям их вращения.

Выполнен предварительный динамический анализ СУД в режиме угловой стабилизации КА в орбитальной системе координат и приведены результаты, которые демонстрируют эффективность разработанных алгоритмов. Для информационного геостационарного КА с крупногабаритной несимметричной конструкцией имеются также другие важные проблемы динамического проектирования СУД, где особо следует выделить два аспекта:

1) расположение центра масс КА относительно полюса ССК изменяется как за счет эпизодического расхода топлива двигательной установки, так и из-за колебаний крупногабаритного рефлектора, вынесенного на протяженной упругой штанге относительно корпуса спутника; 2) измерительные системы и исполнительные органы СУД «привязаны» к ССК, ориентация которой отличается от углового положения крупногабаритного рефлектора, применяемого для информационного обслуживания заданных наземных объектов.

Исследование этих важных проблем предусмотрено в дальнейшей работе авторов.

СПИСОК ЛИТЕРАТУРЫ

- 1. *Ni Z., Mu R., Xun G., Wu Z.* Time-varying modal parameters identification of a spacecraft with rotating flexible ap-pendage by recursive algorithm // Acta Astronautics. 2016. Vol. 118. P. 49-61.
- In-orbit Control Experiment on ETS-VIII Spacecraft // JAXA Research and Development Report no. JAXA-RR-12-002E. 2012. 104 p.
- 3. *Лурье А.И*. Аналитическая механика. М.: Физматлит, 1961. 824 с.
- Платонов В.Н. Одновременное управление движением центра масс и вокруг центра масс при маневрах кос-мических аппаратов на геостационарной и высокоэллиптических орбитах с использованием электрореактивных двигателей // Космическая техника и технологии. 2013. №1. С. 56-65.
- 5. *Сомов С.Е.* Широтно-импульсное управление электрореактивными двигателями при коррекции орбитального движения спутника // Известия Самарского научного центра РАН. 2015. Том 17. № 6(3). С. 713-720.
- 6. Сомов Е.И., Бутырин С.А., Сомов С.Е. Адаптивноробастное управление пространственным движением малого спутника // Материалы 23 Санкт-Петербургской международной конференции по интегрированным навигационным систем. СПб.: Концерн ЦНИИ «Электроприбор». 2016. С. 288 – 296.
- Сомов Е.И. Многократные алгоритмы фильтрации, интегрирования и калибровки бесплатформенной инерци-альной навигационной системы определения ориентации космического аппарата // Материалы 16 Санкт-Петербургской международной конференции по интегрированным навигационным системам. СПб.: Концерн ЦНИИ «Электроприбор». 2009. С. 103-105.
- Сомов Е.И., Бутырин С.А. Калибровка и юстировка астроинерциальной системы для определения ориен-тации крупногабаритного информационного спутника // Материалы 4 Российской мультиконференции по проблемам управления. Таганрог: Изд-во ТТИ ЮФУ. 2011. Том 2. С. 403-406.
- Сомов С.Е. Юстировка и калибровка информационно-измерительной системы для определения ориентации спутника землеобзора и его наблюдательного оборудования // Известия Самарского научного центра РАН. 2018. Том 20. № 1. С. 87-95.
- 10. Сомов Е.И. Анализ сингулярных состояний и синтез явных законов настройки гирокомплексов кратных схем // Гироскопия и навигация. 2013. № 1(80). С. 134-148.
- 11. Somov Ye., Rayevsky V., Titov G., Yakimov Ye. Attitude & orbit digital and pulse-width control of large-scale communication spacecraft // Proceedings of 19th IFAC Symposium on Automatic Control in Aerospace.

2013. P. 366-371.

- Сомов Е.И., Бутырин С.А., Сомов С.Е. Адаптивноробастное управление ориентацией спутника с усиленным подавлением влияния упругих колебаний его конструкции // Материалы конференции «Управление в морских и аэрокосмических системах». СПб.: Концерн ЦНИИ «Электроприбор». 2014. С. 533 – 544.
- 13. Поляхова Е.Н. Космический полет с солнечным

парусом. М.: Наука. 2011. 320 с.

14. Сомов Е.И., Бутырин С.А., Сомов С.Е., Сомова Т.Е. Программная среда SIRIUS-S для автоматизированного проектирования систем управления ориентацией малых информационных спутников // Материалы 20 Санкт-Петербургской международной конференции по интегрированным навигационным системам. СПб.: Концерн ЦНИИ «Электроприбор». 2013. С. 268-271.

STABILIZATION OF A SPACECRAFT WITH ASYMMETRIC ELASTIC DESIGN IN GEOSTATIONARY ORBIT

© 2019 S.Ye. Somov^{1,2}, T.Ye. Somova²

¹ Samara Federal Research Center, Russian Academy of Sciences ² Samara State Technical University

Approaches to the study of priority problems of long-term angular stabilization of information satellites and space robots with asymmetric elastic design in geostationary orbit are analyzed. *Keywords:* spacecraft, asymmetric flexible design, geostationary orbit, stabilization. DOI: 10.24411/1990-5378-2019-00048

Sergey Somov, Researcher of Department "Dynamics and Motion Control", Samara Scientific Center, Russian Academy of Sciences; Researcher of Department "Navigation, Guidance, and Motion Control", Research Institute for Problems of Mechanical Systems Reliability, Samara State Technical University. E-mail s_somo@mail.ru

Tatyana Somova, Researcher of Department "Navigation, guidance, and motion control", Research Institute for Problems of Mechanical Systems Reliability, Samara State Technical University. E-mail te somova@mail.ru